

УДК 629.735.07

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-156-163

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА ПРИ СБРОСЕ ГРУЗОВ С ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ

Р.В. ВОЛОБУЕВ¹, В.В. ЕФИМОВ²

*¹Испытательный центр (морской) Государственного летно-испытательного центра
Министерства обороны Российской Федерации, г. Феодосия, Россия*

*²Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия*

При выполнении полетов вертолетов с грузом на внешней подвеске может возникнуть потребность сброса груза. Это может быть связано как с возникновением особых ситуаций в полете, так и со штатным сбросом груза при выполнении его десантирования в заданный район. Однако при определенных условиях после сброса груза с внешней подвески могут происходить значительные изменения параметров движения вертолета. В связи с этим при планировании полетов вертолетов с грузом на внешней подвеске следует убедиться в безопасности в случае сброса груза. При выполнении настоящей работы были использованы теоретические и экспериментальные методы исследования. К теоретическим методам исследования относятся аналитические расчеты и вычислительные эксперименты, проводимые с помощью специального программного обеспечения. К экспериментальным методам относятся методы проведения летных испытаний. Летные эксперименты позволили подтвердить адекватность теоретических методов исследования динамики вертолета после сброса груза с его внешней подвески. Предлагаемая методология обеспечения безопасности эксплуатации вертолетов заключается в поэтапном изучении динамики вертолета после сброса груза с внешней подвески. На первом этапе выполнено аналитическое определение нормальной перегрузки после сброса груза по выведенной ранее формуле. На втором этапе исследований выполнены вычислительные эксперименты с использованием программного комплекса HeliCargo, которые позволили не только уточнить значения нормальной перегрузки, полученные путем аналитических расчетов, но и рассмотреть перемещения центра масс вертолета и его угловые перемещения после сброса груза. Проведенное исследование говорит о том, что динамика вертолета после сброса груза может быть с удовлетворительной точностью исследована разработанными ранее теоретическими методами, что подтверждается сравнением полученных данных с результатами летных экспериментов. Кроме того, в настоящей работе получены конкретные результаты, констатирующие безопасность сброса грузов с внешней подвески вертолета, которые можно использовать в практике планирования производства работ по доставке грузов на внешней подвеске путем десантирования в заданный район.

Ключевые слова: вертолет, динамика полета, груз на внешней подвеске, сброс груза с внешней подвески.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из отличительных свойств вертолетов является их способность транспортировать различные грузы на внешней тросовой подвеске. При этом может возникнуть потребность сброса груза с внешней подвески (ВП). Это может быть как аварийный сброс вследствие возникновения особых ситуаций в полете, так и штатный сброс при выполнении десантирования груза в заданный район. Десантирование грузов, оборудованных парашютной системой и системой мягкой посадки, с одной стороны, позволяет ускорить доставку грузов и повысить безопасность полетов, поскольку при этом исключается необходимость нахождения вертолета в опасной зоне сочетания высоты и скорости полета при приземлении груза. С другой стороны, из практики летной эксплуатации вертолетов известно, что при определенных условиях после сброса груза с ВП могут происходить значительные изменения параметров движения вертолета (увеличение высоты и скорости полета, изменение углового положения вертолета, рост перегрузок) [1]. В связи с этим при планировании полетов вертолетов с грузом на ВП следует убедиться в безопасности в случае сброса груза. Вопросам обеспечения безопасности выполнения полетов со сбросом груза с ВП вертолета и посвящена настоящая работа.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

При выполнении настоящей работы были использованы теоретические и экспериментальные методы исследования.

К теоретическим методам исследования относятся аналитические расчеты (АР) и вычислительные эксперименты (ВЭ). Ранее в [2] был разработан аналитический метод определения максимальной величины нормальной перегрузки при сбросе груза с ВП вертолета. Там же были описаны подходы к проведению ВЭ, заключающихся в моделировании динамики полета вертолета после сброса груза с ВП с целью изучения изменения параметров движения вертолета. Данные ВЭ производились с помощью программного комплекса HeliCargo, который был разработан на основе математических моделей (ММ) динамики вертолета Ми-8МТВ и груза на ВП. ММ динамики вертолета Ми-8МТВ разработана на АО «МВЗ им. М.Л. Миля» при участии В.А. Ивчина, ММ динамики груза разработана В.В. Ефимовым [3]. Адекватность данных ММ и работоспособность программного комплекса HeliCargo подтверждена в работах [4–9].

К экспериментальным методам относятся методы проведения летных испытаний. Задача летных испытаний заключалась в проведении серии экспериментов со сбросом груза с ВП вертолета для испытания парашютной системы на различных скоростях и высотах полета. Сброс груза должен был производиться из установившегося полета. Данные летные эксперименты (ЛЭ) позволили подтвердить адекватность теоретических методов исследования динамики вертолета после сброса груза с его ВП.

Предлагаемая методология обеспечения безопасности эксплуатации вертолетов заключается в поэтапном изучении динамики вертолета после сброса груза с ВП.

На первом этапе необходимо произвести аналитическое определение нормальной перегрузки после сброса груза с ВП на предельной по условиям испытаний скорости полета по введенной ранее формуле [2]

$$n_y = 1 + \frac{m_{гр}}{m_b} \cos(\vartheta - \vartheta_1) \sqrt{\left(\frac{K_{гр} c_a \rho V_a^2}{2g} - 1\right)^2 + \left(\frac{c_a \rho V_a^2}{2g}\right)^2}, \quad (1)$$

где $m_{гр}$ – масса груза; m_b – масса вертолета без груза; ϑ – угол тангажа вертолета;

$\vartheta_1 = -\arctg\left[1/\left(\frac{2g}{c_a \rho V_{гн}^2} - K_{гр}\right)\right]$ – угол тангажа груза (угол отклонения центрального троса ВП от

вертикали) [10]; $K_{гр}$ – аэродинамическое качество груза; $c_a = \frac{c_{xa} S_{гр}}{m_{гр}}$ – баллистический коэффи-

циент груза (показатель парусности); c_{xa} – коэффициент силы лобового сопротивления груза; $S_{гр}$ – характерная площадь груза (площадь миделя); ρ – плотность воздуха на высоте полета; V_a – воздушная скорость установившегося горизонтального полета.

На втором этапе исследований требуется выполнить ВЭ с использованием программного комплекса HeliCargo, которые позволят не только уточнить значения нормальной перегрузки, полученные при АР, но и рассмотреть перемещения центра масс вертолета и его угловые перемещения после сброса груза.

Подтверждением адекватности данного теоретического метода может служить сравнение результатов АР и ВЭ с данными ЛЭ, которые были проведены при участии одного из авторов настоящей работы (Р.В. Волобуева).

Было выполнено 15 полетов вертолета Ми-8МТВ по транспортировке и сбросу грузов массой $m_{гр} = 2780 \div 2900$ кг с использованием внешней тросовой подвески с длиной центрального троса 10 м. Груз имел цилиндрическую форму с носовым обтекателем с площадью попереч-

ного сечения $0,76 \text{ м}^2$. На ВП груз располагался горизонтально, с продольной осью по полету, т.е. имел неосесимметричную относительно центрального троса форму, что могло привести к значительной поперечной раскачке в полете [7], в связи с чем он был снабжен стабилизирующим парашютом с площадью купола $1,5 \text{ м}^2$. Аэродинамическое качество груза $K_{гр} = 0$. Баллистический коэффициент груза с парашютом оказался в пределах $c_a = 0,000597 \div 0,000696 \text{ м}^2/\text{кг}$, т. е. он имел чрезвычайно малую парусность. Схема ВП представлена на рис. 1.

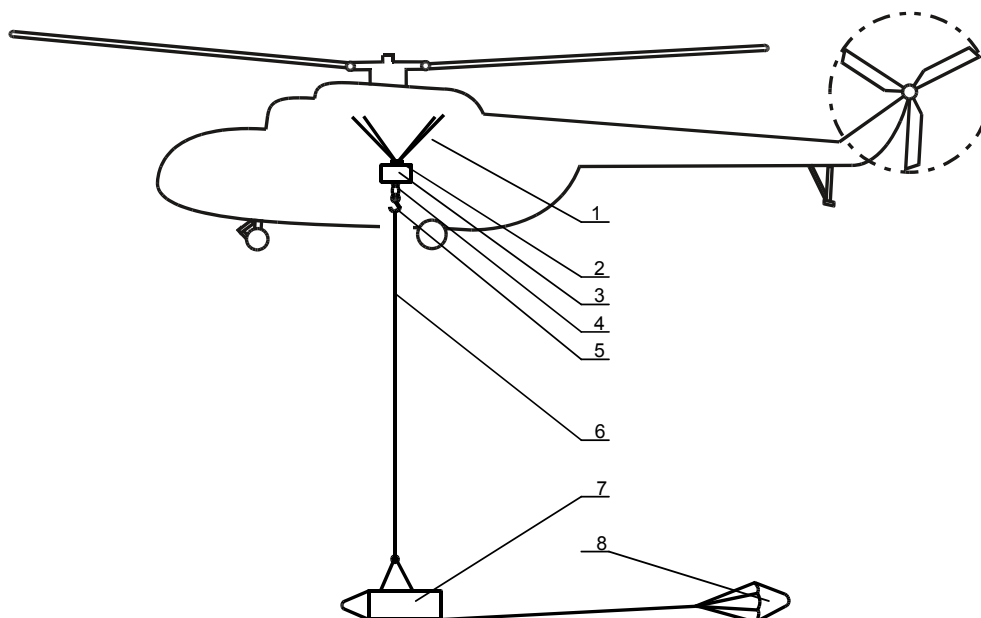


Рис. 1. Схема внешней подвески вертолета при проведении летных экспериментов:
1 – силовые стропы внешней подвески; 2 – весоизмерительное устройство;
3 – электромеханический замок ДГ-64М; 4 – скоба; 5 – крюк; 6 – центральный трос,
7 – груз, 8 – стабилизирующий парашют

Fig. 1. Scheme of the helicopter external sling during flight experiments:
1 – power slings; 2 – weight measurement device; 3 – electromechanical lock DG-64M; 4 – clamp;
5 – hook; 6 – central sling, 7 – cargo, 8 – stabilizing parachute

Полеты со сбросом выполнялись в соответствии с полетным заданием, которое включало в себя следующие действия экипажа в соответствии с Руководством по летной эксплуатации вертолета Ми-8МТВ. После доклада бортового техника о подцепке груза и его готовности к транспортировке (подцепка грузов осуществлялась с земли), выполнялся запуск, взлет, зависание на высоте $2 \div 3 \text{ м}$, смещение в сторону груза с набором высоты $3 \div 5 \text{ м}$. После зависания над грузом выполнялся вертикальный набор высоты до натяжения центрального троса ВП с увеличением общего шага несущего винта до $8 \div 8,5^\circ$. Далее груз отделялся от земли и выполнялось висение с превышением груза от земли $3 \div 5 \text{ м}$.

После этого выполнялся разгон до заданной скорости с плавным отходом от земли, набором заданной высоты и переводом вертолета в горизонтальный полет.

На скорости полета, соответствующей приборной скорости $V_{пр} = 110 \div 120 \text{ км/ч}$ и барометрической высоте полета $H_{бар} = 900 \div 1200 \text{ м}$, выполнялся сброс груза нажатием кнопки «Аварийный сброс груза».

В ряде полетов после сброса груза летчик активно не вмешивался в управление вертолетом и последующие 10 с продолжал полет с зафиксированными рычагами управления.

В отчете о выполнении полетного задания экипаж отражал время взлета и посадки, давление, направление и скорость ветра у земли, температуру воздуха у земли и на рабочей высоте, высоту, нормальную перегрузку, особенности поведения, качественную оценку устойчивости и управляемости вертолета в момент сбрасывания груза.

Для оценки действий экипажа и функционирования бортового оборудования использовались данные бортовых устройств регистрации типа САРПП-12ДМ.

Основные условия проведения данных ЛЭ были воспроизведены при АР и ВЭ. Полученные результаты приведены ниже.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

В результате проведения ЛЭ установлено, что при выполнении вертикального отделения и зависания вертолета с грузом отмечалось возрастание усилий на ручке управления, при этом балансировка вертолета на режиме висения в проверенных условиях обеспечивалась.

Пилотирование вертолета при разгоне и наборе высоты затруднений не вызывало, но требовало от летчика более плавных и координированных движений органами управления во избежание раскачки груза.

Особенностей пилотирования при транспортировке и сбросе груза не выявлено. Груз со стабилизирующим парашютом в наборе высоты до достижения $V_{пр} = 20 \div 60$ км/ч окончательно стабилизировался. В горизонтальном полете раскачка и вращение груза не наблюдались. Колебательных движений, вибраций груза, передающихся на вертолет, в целом не отмечалось. Наблюдались незначительные нагрузки на ручку управления в поперечном канале.

Расходы органов управления оказались достаточными для безопасного выполнения полета.

В проверенном диапазоне высот, скоростей и внешних условий точное выдерживание заданных режимов полета не затруднено, управление вертолетом эффективное, реакция вертолета на управляющие действия летчика рычагами управления адекватная и происходит практически без запаздывания. Усилия на органах управления приемлемые, запасов их хода достаточно для балансировки вертолета на всех проверенных режимах с учетом вышеуказанных особенностей.

Параметры работы силовой установки в течение всех полетов были в пределах нормальных эксплуатационных значений.

После отделения груза возникала незначительная разбалансировка вертолета, при которой экипаж ощущал незначительный рывок вертолета вверх.

Разбалансировка экипажем своевременно замечается, и легко парируется изменением углов тангажа, крена, рыскания, высоты полета органами управления, и не оказывает влияния на технику пилотирования вертолетом.

Одной из главных проблем с точки зрения безопасности при сбросе груза с ВП вертолета является резкое возрастание нормальной перегрузки n_y [2]. В связи с этим основное внимание в настоящей работе уделялось именно данной проблеме. Кроме того, внимание уделялось изменению углового положения вертолета относительно земли, а также изменению высоты и скорости полета.

Результаты АР, ВЭ и ЛЭ представлены в табл. 1.

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

При рассмотрении табл. 1 можно заметить, что изменение высоты полета через 1 с после сброса груза с ВП при ВЭ невелико и всегда положительно, что объясняется избытком тяги в начальный момент времени после сброса. В то же время при ЛЭ наблюдается либо отсутствие изменения высоты полета, либо ее значительные положительные или отрицательные приращения. Отсутствие изменения высоты в некоторых полетах связано скорее всего с недостаточной чувствительностью барометрического датчика. В отчетах экипажа было отмечено, что вертолет после сброса груза переходил в набор высоты с вертикальной скоростью $V_y = 2 \dots 4$ м/с. В остальных же полетах разнонаправленное изменение высоты происходило, видимо, из-за вмешательства летчика в управление вертолетом в соответствии с полетным заданием.

Таблица 1
Table 1

Результаты исследования динамики вертолета после сброса груза
Research results of the helicopter dynamics after cargo discharge

Номер полета		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Масса вертолета без груза, кг		8775	9600	9475	9125	9625	9225	10125	9970	8625	9875	8625	9720	8925	8625	9220
Масса груза, кг		2875	2900	2875	2875	2875	2875	2875	2780	2875	2875	2875	2780	2875	2875	2780
Высота полета, м		900	1000	1200	1200	1200	1200	1200	1200	1200	1000	1200	1000	1000	920	1200
Приборная скорость, км/ч		120	115	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	110	120
Изменение высоты полета вертолета через 1 с после сброса, м	ВЭ	1,50	1,30	1,30	1,40	1,25	1,40	1,25	1,20	1,30	1,20	1,40	1,20	1,30	1,50	1,40
	ЛЭ	0,00	8,00	8,00	0,00	-8,00	0,00	7,00	-7,00	0,00	7,00	0,00	-7,00	0,00	0,00	-8,00
Изменение приборной скорости вертолета через 1 с после сброса, км/ч	ВЭ	0,70	0,55	0,60	0,60	0,58	0,60	0,55	0,55	0,67	0,57	0,68	0,56	0,65	0,60	0,58
	ЛЭ	0,00	0,00	0,00	1,00	0,00	0,00	0,00	-1,00	0,00	3,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
Изменение угла тангажа вертолета через 1 с после сброса, град	ВЭ	-0,12	-0,11	-0,10	-0,11	-0,11	-0,11	-0,10	-0,09	-0,13	-0,10	-0,13	-0,09	-0,12	-0,14	-0,10
	ЛЭ	0,00	-1,00	0,00	-1,00	-1,00	0,00	0,00	0,00	0,00	-1,00	0,00	0,00	0,00	0,00	-1,00
Изменение угла крена вертолета после сброса за 1 с, град	ВЭ	-0,05	-0,04	-0,04	-0,05	-0,04	-0,05	-0,04	-0,03	-0,05	-0,04	-0,05	-0,04	-0,05	-0,05	-0,04
	ЛЭ	0,00	0,00	0,00	1,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	-1,00	0,00	0,00	1,00	1,00
Нормальная перегрузка	АР	1,33	1,30	1,30	1,31	1,30	1,31	1,28	1,28	1,33	1,29	1,33	1,29	1,32	1,33	1,30
	ВЭ	1,33	1,30	1,30	1,31	1,30	1,31	1,28	1,28	1,33	1,29	1,33	1,28	1,32	1,33	1,30
	ЛЭ	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23

Изменение приборной скорости полета, углов тангажа и крена вертолета через 1 с после сброса груза с ВП при ВЭ было также незначительным. При ЛЭ изменение этих параметров либо не было зарегистрировано, либо они менялись так же разнонаправленно, как и высота полета, за исключением угла тангажа, приращение которого всегда было отрицательным, как и при ВЭ. Малые величины приращений данных параметров динамики вертолета при сбросе груза объясняются чрезвычайно малой парусностью груза, при большой парусности груза эти приращения были бы весьма значительными [2].

Аналитические расчеты нормальной перегрузки n_y , выполненные по формуле (1), показали, что она после сброса груза при данных сочетаниях параметров вертолета и груза, на данных высотах и скоростях полета будет составлять $n_y = 1,28 \div 1,33$. Почти во всех случаях результаты АР и ВЭ в части перегрузки совпали. Что касается результатов ЛЭ в этой части, то во всех полетах была зарегистрирована перегрузка $n_y = 1,23$. Необходимо отметить, что на борту при проведении ЛЭ отсутствовали средства автоматической регистрации перегрузок. В связи с этим

перегрузка регистрировалась летчиком по указателю перегрузки, что может привести к значительным погрешностям. Тем не менее относительная погрешность определения величин перегрузок, полученных при проведении АР (ВЭ) и ЛЭ, находится в пределах $4\div 8\%$, что можно признать удовлетворительным.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенное исследование прежде всего говорит о том, что динамика вертолета после сброса груза может быть с удовлетворительной точностью исследована разработанными ранее теоретическими методами, т. е. путем проведения соответствующих АР и ВЭ, что подтверждается сравнением полученных данных с результатами ЛЭ. Теоретические исследования позволяют без риска для экипажа и техники рассматривать предельные режимы полета, определять границы безопасной эксплуатации вертолетов при выполнении данного типа работ с применением ВП. По результатам теоретических исследований могут быть сформулированы рекомендации экипажу для безопасного выполнения полетного задания.

Кроме того, в настоящей работе получены конкретные результаты, констатирующие безопасность сброса грузов с ВП вертолета, которые можно использовать в практике планирования производства работ по доставке грузов на ВП путем их десантирования в заданный район.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В. Вертолет с грузом на внешней подвеске. М.: Машиностроение: Машиностроение – Полет, 2008. 304 с.
2. Ефимов В.В., Ивчин В.А. Результаты математического моделирования динамики вертолета после сброса груза с его внешней подвески // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 223. С. 101–108.
3. Ефимов В.В., Кубланов М.С., Ципенко В.Г. К вопросу о создании математической модели движения вертолета и груза на его внешней подвеске // Материалы XVIII школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов», п. Володарского 1–2 марта 2007 г. Жуковский: ЦАГИ, 2007. С. 56.
4. Ефимов В.В., Ивчин В.А. Оценка адекватности математической модели динамики вертолета Ми-8МТВ // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 59–66.
5. Ефимов В.В., Чернигин К.О., Быков Ю.А. Оценка адекватности математической модели динамики груза на внешней подвеске вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 67–71.
6. Ефимов В.В., Паршенцев С.А. О результатах вычислительных экспериментов по исследованию динамики некоторых типов грузов на внешней тросовой подвеске вертолета // Материалы XIX школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов», п. Володарского 28–29 февраля 2008 г. Жуковский: ЦАГИ, 2008. С. 55–56.
7. Ефимов В.В. Динамическая устойчивость груза на тросовой внешней подвеске вертолета // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2011. № 3. С. 26–32.
8. Ефимов В.В. К вопросу о равновесии вертолета с грузом на внешней подвеске // Материалы XXI научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 25–26 февраля 2010 г. Жуковский: ЦАГИ, 2010. С. 79–80.
9. Ефимов В.В. Автоколебания грузов на тросовой внешней подвеске вертолета // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2011. № 12. С. 23–28.
10. Ефимов В.В. Исследование равновесия груза на внешней подвеске вертолета. Научный вестник УВАУ ГА. 2009. № 2. С. 20–24.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Волобуев Роман Викторович, инженер-испытатель Испытательного центра (морского) Государственного летно-испытательного центра Министерства обороны Российской Федерации, volobrom@tuta.io.

Ефимов Вадим Викторович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, akpla@yandex.ru.

ON THE QUESTION OF SAFETY OPERATION OF A HELICOPTER AFTER CARGO DISCHARGE FROM EXTERNAL SLING

Roman V. Volobuev¹, Vadim V. Efimov²

¹*Test center (marine) of the State Flight Test Center of the Russian Federation Ministry of Defense, Feodosia, Russia*

²*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

ABSTRACT

When helicopters fly with suspended load, there may be a need for a load drop. This can be associated with both the abnormal situations in flight and with a regular load drop to a predetermined area. However, under certain conditions, after the external load drop, there may be significant changes in the parameters of the helicopter movement. In this regard, when planning the helicopter flight with suspended load, it is necessary to make sure of safety in case of a load drop. In carrying out this work, theoretical and experimental research methods have been used. The theoretical methods of research include analytical calculations and computational experiments conducted with the help of special software. Experimental methods include flight test methods. Flight experiments allowed to confirm the adequacy of theoretical methods for researching the helicopter dynamics after external load drop. The proposed methodology for ensuring the safety of helicopter operation involves a staged research of the helicopter dynamics after external load drop. At the first stage, an analytical determination of the normal vertical load factor after the load drop according to the formula derived earlier was carried out. At the second stage of the research, computational experiments were performed using the HeliCargo software package, which allowed not only to clarify the values of normal vertical load factor obtained by the analytical calculations, but also to consider the movements of the helicopter mass center and its angular movements after load drop. The conducted research shows that the helicopter dynamics after load drop can be satisfactorily investigated by the previously developed theoretical methods, which is confirmed by comparing the obtained data with the results of the flight experiments. In addition, this paper presents concrete results, stating the safety of external load drop, which can be used in planning the production of work on the delivery of suspended load to a predetermined area.

Key words: helicopter, flight dynamics, suspended load, external load drop.

REFERENCES

1. Kozlovsky V.B., Parshentsev S.A., Efimov V.V. *Vertolet s грузом на внешней подвеске* [Helicopter with cargo on external sling]. Moscow, Mechanical Engineering - Polet, 2008. 304 p. (in Russian)
2. Efimov V.V., Ivchin V.A. *Rezultaty matematicheskogo modelirovaniya dinamiki vertoleta posle sbrosa gruzs s ego vneshnej podveski* [The results of helicopter dynamics mathematical modeling after discharge of cargo with its external sling]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2016, No. 223, pp. 101–108. (in Russian)
3. Efimov V.V., Kublanov M.S., Tsipenko V.G. *K voprosu o sozdanii matematicheskoy modeli dvizheniya vertoleta i gruzs na ego vneshnej podveske* [To the question of creating a mathematical model for the movement of a helicopter and cargo on its external sling]. Materials of the XVIII school-seminar "Aerodynamics of aircraft". The village Volodarsky on March 1–2, 2007. Zhukovskiy, TsAGI, 2007, p. 56. (in Russian)
4. Efimov V.V., Ivchin V.A. *Ocenka adekvatnosti matematicheskoy modeli dinamiki vertoleta Mi-8MTV* [Assessing the adequacy of mathematical models of the Mi-8MTV helicopter]

dynamics]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2011, No. 172, pp. 59–66. (in Russian)

5. Efimov V.V., Chernigin K.O., Bykov Y.A. *Ocenka adekvatnosti matematicheskoy modeli dinamiki gruzha na vneshnej podveske vertoleta* [Assessing the adequacy of mathematical models of the cargo dynamics on the helicopter external sling]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2011, No. 172, pp. 67–71. (In Russian)

6. Efimov V.V., Parshentsev S.A. *O rezul'tatah vychislitel'nyh ehksperimentov po issledovaniyu dinamiki nekotoryh tipov gruzov na vneshnej trosovoy podveske vertoleta* [On the results of computational experiments on the study of the dynamics of some types cargo on a helicopter external sling]. Materials of the XIX school-seminar "Aerodynamics of aircraft". The village of Volodarsky on February 28–29, 2008. Zhukovskiy, TsAGI, 2008, pp. 55–56. (in Russian)

7. Efimov V.V. *Dinamicheskaya ustojchivost' gruzha na trosovoy vneshnej podveske vertoleta* [Investigation of the dynamic stability of cargo on the helicopter external sling]. "Polyot" *Obshherossiyskiy nauchno-tehnicheskij zhurnal* [All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")], 2011, No. 3, pp. 26–32. (In Russian)

8. Efimov V.V. *K voprosu o ravnovesii vertoleta s gruzom na vneshnej podveske* [To the question of the equilibrium of a helicopter with a cargo on an external sling]. Materials of the XXI school-seminar "Aerodynamics of aircraft". The village of Volodarsky on February 25–26, 2010. Zhukovskiy, TsAGI, 2010, pp. 79–80. (in Russian)

9. Efimov V.V. *Avtokolebaniya gruzov na trosovoy vneshnej podveske vertoleta*. [Autooscillations of cargo on the helicopter external sling]. "Polyot" *Obshherossiyskiy nauchno-tehnicheskij zhurnal* [All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")], 2011, No. 12, pp. 23–28. (in Russian)

10. Efimov V.V. *Issledovanie ravnovesiya gruzha na vneshnej podveske vertoleta* [Study of cargo equilibrium on the helicopter external sling]. Scientific Bulletin of Ulyanovsk Higher Civil Aviation School, 2009, No. 2, pp. 20–24. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Roman V. Volobuev, Test Engineer of Test Center (marine) of the State Flight Test Center of the Russian Federation Ministry of Defense, volobrom@tuta.io.

Vadim V. Efimov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of Aircraft Aerodynamics, Structures and Strength Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, akpla@yandex.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

26.10.2017
28.12.2017

Received
Accepted for publication

26.10.2017
28.12.2017